

STALLING LIMIT KOMPRESSOR STATOR KASKADE DENGAN BRITISH PROFIL 9C7/32,5 C50 PADA STAGGER 40

Kennedy Marsan *

Abstract

Stalling condition of stator cascade compressor using British Profile 9C7 / 32,5. C50 at stagger angle 40, has reach at angle of attack 16° , although the value of turning angles (\square_{12}) and losses (\square_v) tend to stabilize. This matter because of the blockage effect on the blade corner, shares stream to concentration to the middle of blade/cascade, so that value of Axial Velocity Ratio (\square) have reached to 1,12 at angle of attack 16° , this phenomena causing the cascade cannot rising the pressure more. The stalling condition at stagger 40 dominated by the corner stall phenomenon

Keyword: Static Pressure, Blade stall, Corner Stall

1. Pendahuluan

Pada awalnya karakteristik airfoil blade (sudu) dari sebuah kompresor aerodinamik dianggap sama dengan sebuah karakteristik airfoil yang digunakan pada sayap pesawat. Namun penelitian selanjutnya menunjukkan bahwa hal yang mempengaruhi karakteristik disain dari susunan sudu kompresor aksial terapat beberapa perbedaan dari airfoil sayap pesawat.

Pada sayap pesawat atau *airfoil*, kondisi stall dicapai akibat dari perubahan *angle of attack* (sudut serang) saja, namun pada susunan blade kompresor aksial, kondisi stall terjadi sebagai akibat dari lapisan batas airfoil (*blade boundary layer*) dengan lapisan batas casing atau lapisan batas hub (*casing-hub boundary layer*) di dalam kompresor aksial di ketahui sebagai sebuah fenomena fisis aliran 3D yang sangat rumit, dimana akibat dari interaksi tersebut akan menimbulkan vortisitas sekunder (*secondary vorticity*), yang pada akhirnya akan menimbulkan aliran sekunder. Kehilangan energi pada kaskade adalah berupa kehilangan tekanan, dimana total kerugian energi timbul karena tiga hal : kerugian *annulus* (2,2%), kerugian sekunder (4,4%) dan kerugian profil (4,2%).

Penelitian mengenai pola aliran sekunder ini telah dilakukan oleh banyak peneliti dibidang kompresor aerodinamik yang pada sebagian besar terfokus pada kelakuan dan bentuk pola aliran sekunder yang terjadi, dimana hasil dari penelitian tersebut menyebutkan bahwa fenomena separasi 3-D di *endwall* akan mempengaruhi unjuk kerja dari

sebuah kompresor aksial. Penelitian terdahulu pada stagger 30, menunjukkan bahwa kondisi stall pada susunan sudu kompresor pada kondisi tersebut sangat didominasi oleh fenomena blade stall, sementara diketahui ada 3 jenis fenomena stall pada susunan blade kompresor, *blade stall*, *corner stall* dan *wall stall*. Dengan dasar inilah yang membuat kami tertarik melakukan penelitian ini, selain untuk mengetahui secara eksperimental mengenai efek dari separasi tersebut terhadap parameter fisik aliran 2D di tengah span, juga sebagai masukan tambahan bagi karakteristik disain British profil 9C7//32,5 C50 pada penggunaannya di kompresor aksial.

Melalui eksperimen ini akan diteliti secara nyata dan mendetail mengenai parameter-parameter fisik aliran yang ikut berpengaruh terhadap stalling limit dari blade cascade British profil 9C7/32,5 C50 pada sudut stagger 40 dalam penggunaannya pada kompresor aksial.

Batasan Masalah :

- Pengujian di simulasikan pada suatu linear kompresor cascade dengan menggunakan British profil 9C7//32,5 C50 dengan panjang $l = 120$ mm.
- Pengujian dilakukan pada *stagger* (\square) 40° dan variasi *incidence* (\square) dari 0° hingga 22° pada *space chord ratio* (s/l) = 1
- Kecepatan aliran masuk yang konstan (*Bilangan Reynold konstan*) = 25.6628
- Cascade dengan tip *clearence* $c/l = 0,03$

* Staf Pengajar Program Studi D3 Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Tadulako, Palu

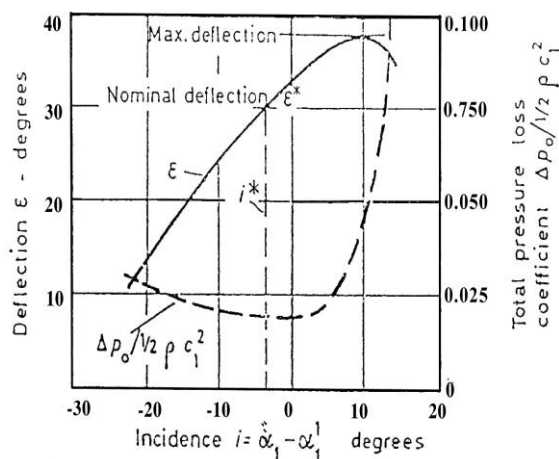
2. Tinjauan Pustaka

2.1 Karakteristik Kaskade

Beberapa informasi dapat di ambil dari hasil pengujian cascade-2D pada terowongan angin dengan variasi *blade shape*, *stagger*, *chamber* dan *space-chord ratio*. Untuk suatu kaskade dengan geometri (bentuk sudu, sudut *stagger* , sudut *chamber* dan perbandingan *pitch-chord*) tertentu, data hasil pengukuran biasanya disajikan dalam bentuk grafik sudut kecepatan aliran udara keluar (ϵ_2) terhadap sudut aliran udara masuk (ϵ_1) atau biasa di definisikan sebagai *deflection* (ϵ) terhadap *incidence* (i) dan *total pressure loss* terhadap sudut masuk (*inlet angle*) atau *incidence* untuk sebuah bilangan Mach yang tertentu.

Dari karakteristik *cascade* yang diperoleh secara eksperimental, orang dapat menaksir *stalling point* maupun *design point* dari suatu kompresor yang mempunyai *blading geometri* yang sama dengan *cascade* yang diuji,. Ketepatan penentuan *incidence* dimana stall terjadi sulit untuk di definisikan, dan *stalling point* biasanya dinyatakan sebagai *incidence* pada keadaan dari dua kali harga *total minimum pressure loss* (atau nilai rata-rata *total pressure loss* pada daerah diluar daerah stall adalah meningkat sebesar 50 persen). Gambar 1.

Penelitian mengenai batas dari daerah stall tergantung pada defleksi dan peningkatan tekanan di sepanjang barisan blade, pengujian yang di lakukan pada *stationary 2D cascade* merupakan hal yang vital dalam peningkatan efesiensi sebuah kompresor aksial.



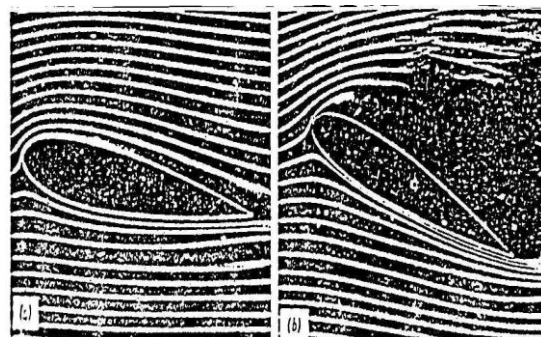
Gambar 1. Cascade characteristics (11C1/45/C50/S/1 = 0,9, $\alpha_1' = 44,5^\circ$; $\alpha_2' = 0,5^\circ$; $Rn = 3 \times 10^5$), (A.R. Howell, Cortesey)

Design point, didefinisikan sebagai titik yang terletak ditengah-tengah dua *stalling incidence* kiri dan kanan.

2.2 Separation (Stall)

Pemisahan aliran (*separation flow*) adalah fenomena perubahan aliran terhadap aliran utama (*main body*), yang terbentuk akibat adanya inersia pada permukaan saluran yang dilintasi aliran. Bilamana aliran berpisah dari dinding, maka akan terbentuk lapisan geser bebas (*free shear layer*) antara *core flow* dengan daerah pemisahan (*separation region*) yang mengganggu arah aliran utama. Pada sistem aerodinamik yang menggunakan *airfoil* sebagai komponennya, proses separasi ini menyebabkan terjadinya kondisi *stall*, dimana terjadinya penurunan koefisien *lift* dari *airfoil* tersebut. Dari data hasil pengujian didalam kompresor aerodinamik, kondisi *stall* di bagi atas :

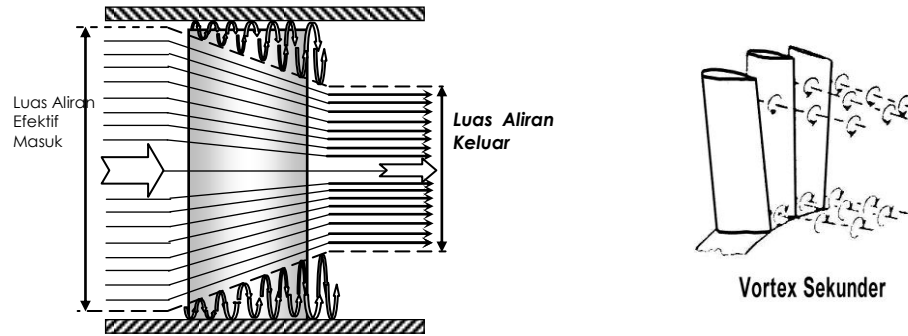
- Blade Stall** , kondisi ini terjadi akibat adanya separasi yang hebat pada *suction side* pada suatu harga sudut serang (α) tertentu.



Gambar 2. Stream line yang melewati suatu airfoil , (a). $\alpha = 0^\circ$ (b). $\alpha = 20^\circ$

- Corner Stall**, kondisi ini terjadi akibat terbentuknya gejala separasi tiga dimensi (3D) berupa *vortex sekunder* pada *wall* (*casing* dan *hub*) yang membuat *blockage effect* terhadap aliran primer.
- Wall Stall**, aliran sekunder yang melintang dari *blade* ke *blade* yang memberikan efek *blockage* yang lebih besar dibandingkan oleh *vortex sekunder*.

Dalam kaskade sebuah kompresor, kenaikan kecepatan sepanjang sudu-sudu menyebabkan perubahan yang berartipada lapisan batas dinding (*wall boundary layer*) dan menghasilkan kontraksi efektif (*blockage*) dari aliran seperti yang ditunjukkan pada gambar 2.



Gambar 3 Kontraksi aliran akibat penebalan lapisan batas.

3. Metode Penelitian

3.1 Pengambilan Data

Susunan sudu (kaskade) di tempatkan pada dinding yang dapat berputar pada *wind tunnel* sebagai simulasi dari *casing* dan *hub* kompresor. Pergerakan putaran bervariasi per 2^0 sebagai variasi perubahan *angle of attack*. Untuk mengetahui karakteristik medan aliran yang terjadi, maka pengukuran yang dilakukan pada pengujian ini adalah pengukuran aliran 2 dimensi dengan menggunakan *five hole probe* dan *Inclined manometer*. Parameter yang diukur adalah tekanan stagnasi dan tekanan statis yang dilakukan pada :

- Sepanjang Pitch (t) = 120 mm, di tengah span untuk tiap variasi incidence dan variasi stagger dengan pergerakan *Fife hole probe* per 6 mm.
- Didepan blade (daerah inlet kaskade), untuk mengetahui distribusi kecepatan masuk (C_1).

3.2 Persamaan yang Digunakan

Persamaan yang digunakan dalam menganalisis data, sebagai berikut :

Data pengukuran :

$$\begin{aligned} &(P_0 - P_1) ; (P_0 - P_2) ; (P_0 - P_3) \\ &(P_0 - P_4) ; (P_0 - P_{tl}) ; (P_0 - P_{st}) \end{aligned}$$

Koefisien sudut aliran :

$$k_\beta(y, z) = \frac{P_4 - P_2}{\Delta P} \dots\dots\dots(1)$$

$$k_\gamma(y, z) = \frac{P_3 - P_1}{\Delta P} \dots\dots\dots(2)$$

dimana :

$$\Delta P(y, z) = \left[\frac{1}{5} \sum_{i=0}^4 \left(P_i - \frac{1}{5} \sum_{j=0}^4 P_j \right)^2 \right]^{1/2} + \left[P_0 - \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 P_i \right] \dots\dots\dots(3)$$

Variabel sebagai fungsi terhadap koefisien sudut aliran α dan γ :

$$\begin{aligned} \alpha(\square y, z) &= f1(k_\beta, k_\gamma) \quad k_p(y, z) = f3(k_\beta, k_\gamma), \\ \gamma(\square y, z) &= f2((k_\beta, k_\gamma, k_{pt}(y, z)) = f4(k_\beta k_\gamma) \dots\dots\dots(4) \end{aligned}$$

dimana : $f1$ s/d $f4$ merupakan persamaan polinomial berderajat m dan n :

$$f(k_\beta, k_\gamma) = \sum_{i=0}^m k_\beta^i \left[\sum_{j=0}^n a_{ij} k_\gamma^j \right] \dots\dots\dots(5)$$

dimana koefisien persamaan regresi polinomial a_{ij} dari masing-masing fungsi tersebut diperoleh dari hasil kalibrasi ⁽⁸⁾.

Sudut aliran keluaran kaskade :

$$\begin{aligned} \alpha_2(y, z) &= \beta_s - \alpha_2(k_\beta k_\gamma) \\ \text{dan } \gamma_2(\square y, z) &= \arctan \left[\frac{\tan \gamma(k_\beta, k_\gamma)}{\cos \beta_2} \right] \dots\dots\dots(6) \end{aligned}$$

Kerugian tekanan tak berdimensi (*secondary losses*) sepanjang *pitch* dan *span*

$$\begin{aligned} [\xi_v = f(y, z)] ; \\ \xi_v(y, z) &= \frac{(P_{tl} - P_0) - \Delta P \cdot k_{pt}(k_\beta, k_\gamma)}{q_1} \dots\dots\dots(7) \end{aligned}$$

Perbandingan kecepatan aksial AVR ($\mu \square$) :

$$\mu(y, z) = \frac{C_{2X}}{C_{1X}}(y, z) = \frac{C_2}{C_1}(y, z) \cdot \frac{\cos \gamma(y, z) \cdot \cos \alpha_2(y, z)}{\cos \alpha_1} \dots\dots\dots(8)$$

$$\frac{q_2}{q_1}(y, z) = 1 - \frac{\Delta p}{q_1}(y, z) - \zeta_{V1,N}(y, z) \dots\dots\dots(9)$$

$$\frac{C_2}{C_1}(y, z) = \sqrt{\frac{q_2}{q_1}} \dots\dots\dots(10)$$

$$\frac{\Delta p}{q_1} = \frac{P_2(y, z) - P_1}{q_1} = \frac{(P_0 - P_{st}) - \Delta P \cdot k_p(k_\beta, k_\gamma)}{q_1} \dots\dots\dots(11)$$

Vektor kecepatan aliran :

$$\frac{C_{2x}}{C_1}(y, z) = \frac{C_2}{C_1}(y, z) \cdot \cos \gamma(y, z) \cdot \cos \alpha_2(y, z) \dots\dots\dots(12)$$

$$\frac{C_{2y}}{C_1}(y, z) = \frac{C_2}{C_1}(y, z) \cdot \cos \gamma(y, z) \cdot \sin \alpha_2(y, z) \dots\dots\dots(13)$$

$$\frac{C_{2z}}{C_1}(y, z) = \frac{C_2}{C_1}(y, z) \cdot \sin \gamma(y, z) \dots\dots\dots(14)$$

Vektor kecepatan aliran sekunder :

$$\frac{C_{sek,y}}{C_1}(y, z) = -\frac{C_2}{C_1}(y, z) \cdot \cos \gamma(y, z) \cdot \sin[\alpha_2(y, z) - \alpha_{2,M}(z)] \dots\dots\dots(15)$$

$$\frac{C_{sek,z}}{C_1}(y, z) = \frac{C_{2z}}{C_{10}}(y, z) = \frac{C_2}{C_1}(y, z) \sin \gamma(y, z) \dots\dots(16)$$

$$\text{Rata-rata } \alpha_2(z), \gamma_2(z), \frac{\Delta P}{q_1}(z), \mu(z), \text{ dan } \zeta_V(z) :$$

$$\tan \alpha_2(z) = \frac{\int_y^{y+1} \frac{C_{2y}}{C_1}(y, z) \frac{C_{2x}}{C_1}(y, z) dy}{\int_y^{y+1} \left[\frac{C_{2x}}{C_1}(y, z) \right]^2 dy} \dots\dots\dots(17)$$

$$\tan \gamma_2(z) = \frac{\int_y^{y+1} \frac{C_{2z}}{C_1}(y, z) \frac{C_{2x}}{C_1}(y, z) dy}{\int_y^{y+1} \left[\frac{C_{2x}}{C_1}(y, z) \right]^2 dy} \dots\dots\dots(18)$$

$$\zeta_V(z) = \frac{\int_y^{y+1} \zeta_V(y, z) \frac{C_{2x}}{C_1}(y, z) dy}{\int_y^{y+1} \left[\frac{C_{2x}}{C_1}(y, z) \right]^2 dy} \dots\dots\dots(19)$$

$$\mu(z) = \frac{\int_y^{y+1} \mu(y, z) \frac{C_{2x}}{C_1}(y, z) dy}{\int_y^{y+1} \left[\frac{C_{2x}}{C_1}(y, z) \right]^2 dy} \dots\dots\dots(20)$$

$$\frac{\Delta p}{q_1}(z) = \frac{\int_y^{y+1} \frac{\Delta p}{q_1}(y, z) \frac{C_{2x}}{C_1}(y, z) dy}{\int_y^{y+1} \left[\frac{C_{2x}}{C_1}(y, z) \right]^2 dy} \dots\dots\dots(21)$$

Total secondary losses :

$$\zeta_V(z) = \frac{\int_0^{h/2} \int_y^{y+1} \zeta_V(y, z) \frac{C_{2x}}{C_1}(y, z) dy \, dz}{\int_0^{h/2} \int_y^{y+1} \left[\frac{C_{2x}}{C_1}(y, z) \right]^2 dy \, dz} \dots\dots(22)$$

Turning angle, $\Delta\alpha(\square z)$:

$$\Delta\alpha_{12}(z) = \alpha_1 - \alpha_{2,M}(z) \dots\dots\dots(23)$$

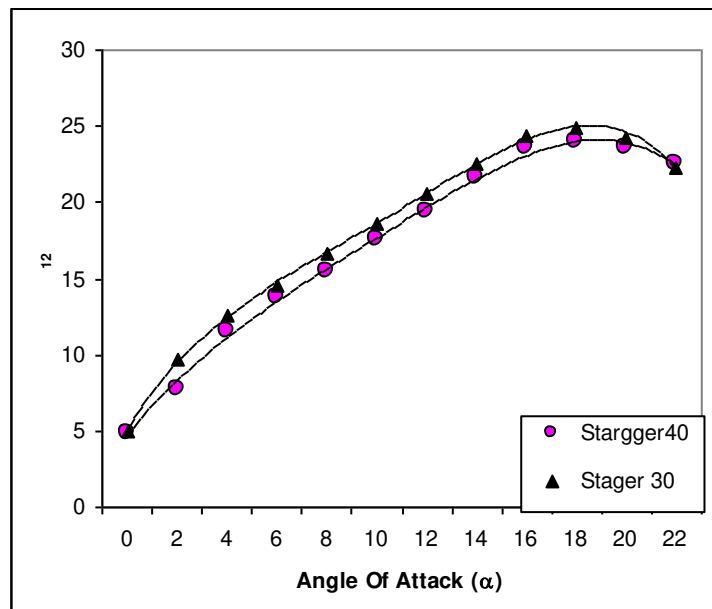
4. Analisa Hasil Eksperimen.

Penelitian mengenai batas dari daerah stall tergantung pada defleksi dan peningkatan tekanan di sepanjang barisan blade, hasil penelitian pada Gambar 4 menunjukkan, defleksi yang terjadi pada stagger 40 dan 30 memiliki kecenderungan bentuk yang sama, hal ini di akibatkan oleh bentuk sudu yang sama. Perbedaan nilai hanya di akibatkan oleh perbedaan sudut stagger. Gambar 5, merupakan hasil pengukuran aliran di tengah span untuk variasi sudut serang pada stagger 40 yang menjelaskan fenomena terjadinya perubahan defleksi pada gambar 4. dari gambar tersebut tampak bahwa defleksi aliran terjadi pada daerah yang memiliki *wake* yang besar. Pada *angle of attack* 0° hingga 4° posisi blade yang masih datar (sejajar arah aliran), sehingga titik pressure minimum masih berada pada

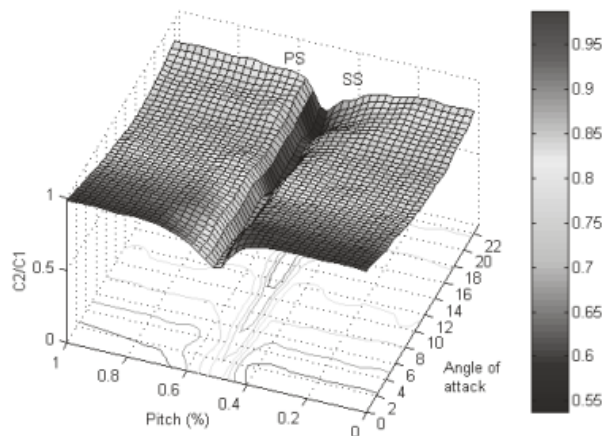
daerah suction side dan menyebabkan terjadinya separasi aliran pada pressure side di *trailing edge*. Seiring dengan peningkatan harga sudut serang, secara perlahan titik stagnasi akan bergeser ke arah *pressure side* dan akan menggeser titik tekanan minimum ke arah *leading edge*, sehingga aliran dengan lintasan lengkung makin dipercepat dan menyebabkan terjadinya *wake* pada daerah *section side*. *Wake* yang terjadi pada *suction side* selanjutnya akan menyebabkan terjadinya *blockage effect* sehingga akan mendesak *stream line* aliran mengarah keatas, pada saat itu harga $\Delta\alpha_{12}$ menguat

tajam dan juga akan menurunkan harga *turning angle* ($\Delta\alpha_{12}$).

Grafik Hubungan Koefisien Tekanan dan Sudut serang (gambar 6) menunjukkan bahwa nilai koefisien tekanan pada stagger 40 lebih besar di bandingkan dengan stagger 30. Jika gambar 6 di sandingkan dengan gambar 4 dan gambar 7 tampak bahwa terdapat hubungan antara losess, defleksi dan nilai C_p , dimana pada saat harga losess menurun tajam pada $\alpha = 0^\circ$ hingga 4° maka nilai defleksi dan harga C_p akan meningkat dengan tajam.



Gambar 4. Grafik hubungan Defleksi dan Sudut serang



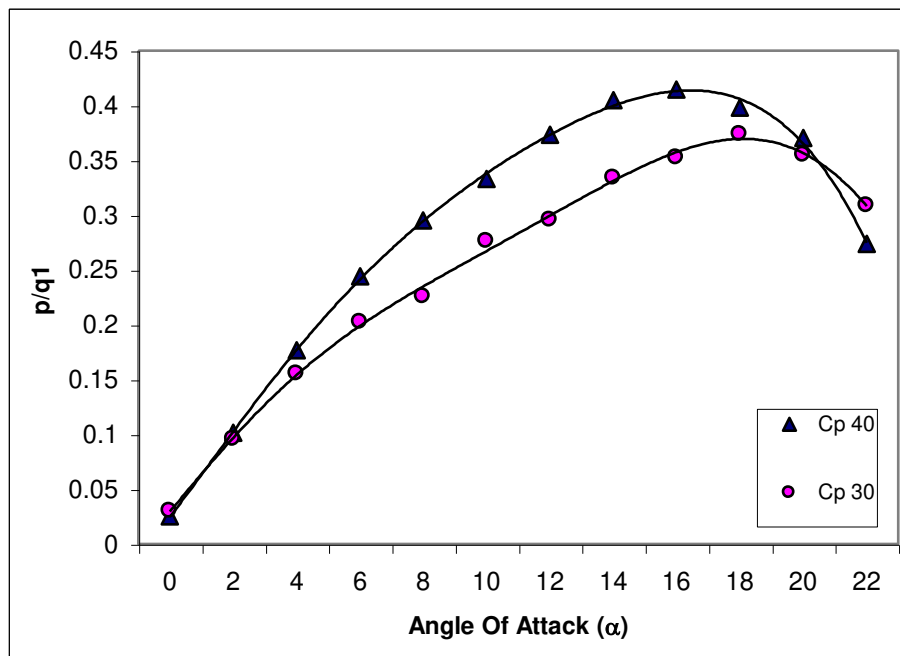
Gambar 5. Grafik hubungan perbandingan kecepatan aliran dan Sudut serang

Hal yang berbeda terjadi pada kondisi positive stall, untuk stagger 30 tampak bahwa kecenderungan perubahan bentuk grafik C_p dan defleksi menunjukkan kemiripan, dimana ketika harga defleksi (α_{12}) turun (pada sudut serang 18°) diikuti dengan penurunan Koefisien Tekanan (C_p) serta naiknya harga losess, hal ini telah sesuai dengan definisi stall (akibat fenomena *Blade stall*). Namun fenomena yang berbeda tampak pada stagger 40, dimana koefisien tekanan (C_p), turun pada sudut serang (α) 16° , sementara pada kondisi tersebut harga *turning angle* masih menunjukkan kenaikan hingga pada α 18° . Demikian juga harga losess pada kondisi tersebut belum naik, kenaikan harga losess terjadi pada $\alpha = 18^\circ$. Fenomena ini tentunya tidak sesuai dengan teori yang mengatakan bahwa kondisi batas dari daerah stall tergantung pada defleksi dan losess.

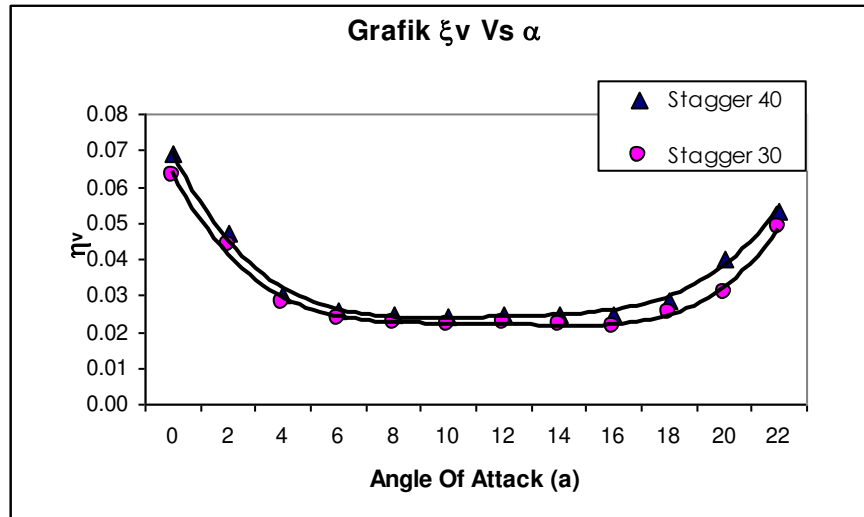
Untuk menjelaskan fenomena yang terjadi pada stagger 40 tersebut di tunjukkan pada grafik Axial Velocity Ratio (AVR), gambar 8. Dari grafik tersebut tampak bahwa AVR yang terjadi pada stagger 40 sangat berbeda

dengan stagger 30. Axial velocity ratio pada stagger 40 telah mengalami kenaikan harga melebihi nilai 1, pada sudut serang 12° dan mengalami peningkatan yang tajam pada sudut serang 16° , pada kondisi tersebut nilai AVR = 1,12. Kondisi ini menunjukkan bahwa telah terjadi konsentrasi aliran ketengah jajaran sudu yang mengakibatkan meningkatnya kecepatan aksial keluar sudu (Cx_2), hal ini akibat dari blockage effect pada bagian ujung dari sudu.

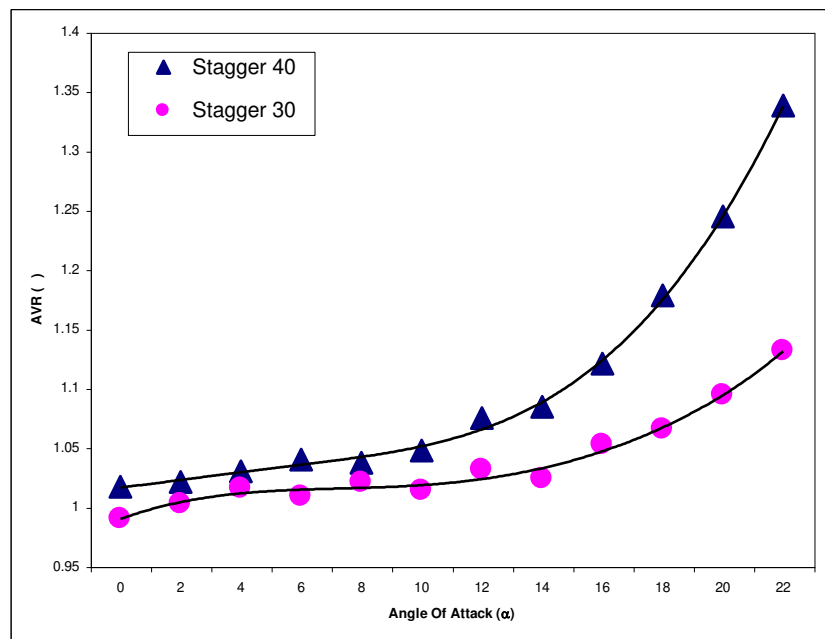
Melihat besaran harga AVR pada kondisi stall yang berada sedikit diatas 1, maka dapat di simpulkan bahwa hal inilah yang mempengaruhi tercapainya kondisi stall sebelum harga α_{12} , mengalami penurunan. Untuk itu maka dapat di simpulkan bahwa fenomena stall untuk stagger 40 pada British Profile 9C7/32,5 C50, tidak diakibatkan oleh fenomena *blade stall* melainkan di pengaruhi oleh fenomena *corner stall*, karena titik stall tercapai pada saat terjadinya peningkatan nilai AVR (1,12 - 1,117).



Gambar 6. Grafik Hubungan Koef. Tekanan dan Sudut serang



Gambar 7. Grafik hubungan Losess dan Sudut serang



Gambar 8. Grafik hubungan Axial Velocity Ratio dan Sudut serang

5. Kesimpulan

Berdasarkan hasil penelitian pada kompresor stator kaskade dengan british profil 9C7/32,5/C50 pada stagger 40⁰, dapat disimpulkan bahwa :

- Semakin besar sudut stagger maka capaian kenaikan tekanan juga akan semakin besar.

- Fenomena stall untuk stagger 40 didominasi oleh fenomena *corner stall*, dimana harga *Axial Velocity Ratio* mencapai harga diatas 1,0; sehingga kondisi stall telah terjadi sesaat sebelum prediksi stall dicapai, yaitu pada $\alpha_{off attack} = 16.5^{\circ}$, sementara prediksi stalling limit adalah pada $\alpha_{off attack} = 19^{\circ}$
- Batas dari daerah stall tidak hanya merupakan fenomena perbuahan defleksi aliran dan loss di permukaan blade sepanjang barisan blade, namun juga sangat dipengaruhi oleh fenomena terjadinya vortex aliran di sudut sudu.

6. Daftar Pustaka

- Kennedy, (2006), *Kaji Eksperimental Karakteristik Disain Dari Kompresor Stator Kaskade Dengan British Profil 9C7/32,5 C50 pada Stagger 30*, SMARTEK edisi Agustus 2006, Palu, Indonesia.
- Bintoro, (2001), *Pengaruh Blade Loading Terhadap Aliran Sekunder Pada Kompresor Stator Kaskade Dengan Profil British 9C7/32,5/C50 (Simulasi Aliran Dekat Hub)*, Thesis S2 Pasca Sarjana Teknik Mesin ITS, Surabaya.Indonesia.
- Pryohutomo,B,(1999),*Kalibrasi Five-holes Probe dan Aplikasinya pada Medan Aliran Sekunder*, Tugas akhir Jurusan Teknik Mesin Fak. Teknologi Industri ITS, Surabaya.Indonesia.
- Sasongko,H.[1997], *Rand und Spalstomungen in Stark gestaffelten verdichtergitten aus Schwachegewolbten Profilen*, ZLR-Forschungsbericht.

Jurgen Hubner,(1996), *Experimentelle und Theoretische Untersuchung der Wesentlichen Einflussfaktoren auf die Spalt- und Sekundarströmung in Verdichtergittern*, Dissertation Universität der Bundeswehr München.

David Gordon W,[1989],*The Design of High-Efficiency Turbomachinery and Gas Turbines*,Massachusetts Institute of Technology, USA.

Horlock,J.H [1973], *Axial Flow Compressors*, Robert E.Krieger Publishing Company Huntington,New York.

Seymour Leiblein [1959], *Loss and Stall Analysis of Compressor Cascades*, Journal of Basic Engineering, Transaction of ASME.